

**This Page Is Inserted by IFW Operations
and is not a part of the Official Record**

BEST AVAILABLE IMAGES

Defective images within this document are accurate representations of the original documents submitted by the applicant.

Defects in the images may include (but are not limited to):

- **BLACK BORDERS**
- **TEXT CUT OFF AT TOP, BOTTOM OR SIDES**
- **FADED TEXT**
- **ILLEGIBLE TEXT**
- **SKEWED/SLANTED IMAGES**
- **COLORS PHOTOS**
- **BLACK OR VERY BLACK AND WHITE DARK PHOTOS**
- **GRAY SCALE DOCUMENTS**

IMAGES ARE BEST AVAILABLE COPY.

**As rescanning documents *will not* correct images,
please do not report the images to the
Image Problems Mailbox.**

Japanese Patent No. 2710729

Date of registration : October 24, 1997

Applicant : Hitachi, Ltd.

Title : MOVING BLADE OF AXIAL-FLOW TURBINE

5

(57) [WHAT IS CLAIMED IS:]

[CLAIM 1]

A moving blade of an axial-flow turbine having a blade entering angle formed in a direction into which flexible fluid flows, wherein assuming that a pitch of a blade lattice of the moving blade is t , a distance between a front edge and a rear edge of the blade in an axial direction of the blade lattice is B in a portion of the blade in which the blade entering angle is set at $[90 + 233.4 \{0.3 - (B-t)/t\}]$ degree or more, $(B-t)/t$ is set within a scope from 0.01 to 0.3.

15

[CLAIM 2]

A moving blade of an axial-flow turbine having a blade entering angle formed in a direction into which flexible fluid flows, wherein assuming that a pitch of a blade lattice of the moving blade is t , a distance between a front edge and a rear edge of the blade in an axial direction of the blade lattice is B in a portion of the blade in which the blade entering angle is set from $[90 + 233.4 \{0.3 - (B-t)/t\}]$ to 180 degree, $(B-t)/t$ is set within a scope from 0.01 to 0.3.

20

[CLAIM 3]

25

A moving blade of an axial-flow turbine having a blade entering angle formed in a direction into which flexible fluid flows, wherein assuming that the blade entering angle is β m, a pitch of a blade lattice of the moving blade is t , a distance

between a front edge and a rear edge of the blade in an axial direction of the blade lattice is B , $(B-t)/t$ is set within a scope from 0.01 to 0.3 in a portion of the blade in which a relationship expressed by

5 [Formula 1]

β_m [degree] = 90 [degree] + $233.4 \{0.3 - (B-t)/t\}$ [degree]
is exist between β_m and $(B-t)/t$.

[0021]

10 More specifically, the present invention intends to attain the above-mentioned object by forming a moving blade of an axial-flow turbine having a blade entering angle formed in a direction into which flexible fluid flows, wherein assuming that a pitch of a blade lattice of the moving blade
15 is t , a distance between a front edge and a rear edge of the blade in an axial direction of the blade lattice is B in a portion of the blade in which the blade entering angle is set at $[90 + 233.4 \{0.3 - (B-t)/t\}]$ degree or more, $(B-t)/t$ is set within a scope from 0.01 to 0.3.

20 [0022]

The present invention further forms a moving blade of an axial-flow turbine having a blade entering angle formed in a direction into which flexible fluid flows, wherein assuming that a pitch of a blade lattice of the moving blade
25 is t , a distance between a front edge and a rear edge of the blade in an axial direction of the blade lattice is B in a portion of the blade in which the blade entering angle is set

from $[90 + 233.4 \{0.3 - (B-t)/t\}]$ to 180 degree, $(B-t)/t$ is set within a scope from 0.01 to 0.3.

[0023]

In addition, the present invention forms a moving blade .
5 of an axial-flow turbine having a blade entering angle formed in a direction into which flexible fluid flows, wherein assuming that the blade entering angle is β_m , a pitch of a blade lattice of the moving blade is t , a distance between a front edge and a rear edge of the blade in an axial direction
10 of the blade lattice is B , $(B-t)/t$ is set within a scope from 0.01 to 0.3 in a portion of the blade in which a relationship expressed by

[0024]

[Formula 1]

15 $\beta_m [\text{degree}] = 90 [\text{degree}] + 233.4 \{0.3 - (B-t)/t\} [\text{degree}]$
is exist between β_m and $(B-t)/t$.

(19) 日本国特許庁 (J P)

(12) 特 許 公 報 (B 2)

(11) 特許番号

第2710729号

(45) 発行日 平成10年(1998) 2月10日

(24) 登録日 平成9年(1997)10月24日

(51) Int.Cl.⁶

F 0 1 D 5/14

識別記号

庁内整理番号

F I

F 0 1 D 5/14

技術表示箇所

請求項の数 3 (全 11 頁)

(21) 出願番号 特願平4-156585

(22) 出願日 平成4年(1992) 6月16日

(65) 公開番号 特開平6-2501

(43) 公開日 平成6年(1994) 1月11日

(73) 特許権者 000005108

株式会社日立製作所

東京都千代田区神田駿河台四丁目6番地

(72) 発明者 佐藤 武

茨城県日立市幸町三丁目1番1号 株式会社日立製作所日立工場内

(72) 発明者 池内 和雄

茨城県日立市幸町三丁目1番1号 株式会社日立製作所日立工場内

(72) 発明者 小野田 武志

茨城県日立市幸町三丁目1番1号 株式会社日立製作所日立工場内

(74) 代理人 弁理士 高橋 明夫 (外1名)

審査官 杉山 豊博

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 軸流タービンの動翼

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項1】 弾性流体が流入する方向に対応して形成される翼入口角を有する軸流タービンの動翼において、前記翼入口角が、 $[90 + 233.4 \{0.3 - (B - t) / t\}]$ 度以上の範囲にある翼の部分、動翼の翼列のピッチを t 、翼の前縁部と後縁部との翼列軸方向寸法を B とした場合、 $(B - t) / t$ が、 0.01 から 0.3 までの範囲となるように形成したことを特徴とする軸流タービンの動翼。

【請求項2】 弾性流体が流入する方向に対応して形成される翼入口角を有する軸流タービンの動翼において、前記翼入口角が、 $[90 + 233.4 \{0.3 - (B -$

β_m [度] $= 90$ [度] $+ 233.4 \{0.3 - (B - t) / t\}$ [度]

の関係にある翼の部分、 $(B - t) / t$ が、 0.01 から 0.3 までの範囲となるように形成したことを特徴

$t) / t\}]$ 度から 180 度までの範囲にある翼の部分、動翼の翼列のピッチを t 、翼の前縁部と後縁部との翼列軸方向寸法を B とした場合、 $(B - t) / t$ が、 0.01 から 0.3 までの範囲となるように形成したことを特徴とする軸流タービンの動翼。

【請求項3】 弾性流体が流入する方向に対応して形成される翼入口角を有する軸流タービンの動翼において、前記翼入口角を β_m 、動翼の翼列のピッチを t 、翼の前縁部と後縁部との翼列軸方向寸法を B とした場合、 β_m と $(B - t) / t$ との間に次式、すなわち、

【数1】

とする軸流タービンの動翼。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【産業上の利用分野】本発明は、軸流タービンの動翼に関するものである。

【0002】

【従来の技術】軸流タービンの動翼は多種多様である。これは、軸流タービンの動翼が熱流体及び構造全体の設計上から調和のとれたものになるように、タービンメーカの設計概念に基づいて決定されているからであり、その設計指針は、極めて自由度の大きいものである。

【0003】従来技術に関する公知例のうち、最近の具体例として、VGB Kraftwerkstechnik(1988)に記載のものが、これには、軸流タービンの動翼の設計指針を、熱流体力学的と強度・振動力学的との各条件から決定していることが述べられている。

【0004】次に、従来の軸流タービンの動翼を図6～図11により説明する。

【0005】図6は従来例の軸流タービンの動翼形状の説明図、図7は従来例の翼長方向各位置の翼形の説明図、図8は従来例の翼列の構成に関する説明図、図9は従来例の翼入口角と翼出口角の説明図、図10は従来例の根元部と先端部の各翼列の説明図、図11は従来例の翼形損失係数の説明図であり、1は翼形、2は前縁、3は後縁、5は背側、6は流路入口、7は流路出口、8は腹側の翼後縁端、9は流線、11ははく離領域、12は翼形部、Bは翼の前縁部と後縁部との翼列軸方向寸法、Sはスロート寸法、tは翼ピッチ、Wは翼幅、 β_m は翼入口角、Hは翼長、Lは結合構造部長さ、 γ_m は翼出口角、Cは弦長、 θ は翼の転向角を示している。

【0006】図6に、タービン軸周りの全周に設置されている動翼から、隣接する2本だけを取り出したものを示す。動翼は、流体の流路である翼形部12と、タービン軸との結合構造部13とが一体となって形成されているものであり、隣接する動翼の設置間隔は、翼ピッチtで表わされている。

【0007】図7に動翼の翼長方向各位置の翼形1を示す。図7の(a)には先端部、図7の(b)には中央部、図7の(c)にはタービン軸との結合構造部13をも含めた根元部における各翼形1を、それぞれ示している。

【0008】動翼は、タービン軸中心から扇形状に設置されるため、動翼の根元部から先端部に向かうにつれて、翼ピッチtは大きくなっている。

【0009】図8に翼列構成に必要な基本的な諸元を示す。すなわち、翼形1は、翼幅W、弦長C、翼入口角 β_m 及び翼出口角 γ_m などにより規定されている。また、隣接する翼型1間の流路、すなわち翼形1が並列して構成される翼列間の流路には、流路入口6と流路出口7とを有し、流路の最狭部は、腹側の翼後縁端8と、それと対面する隣接する翼形1の背側5との幾何学的な関係から、スロート寸法Sにより決定されている。

【0010】上記のような翼形及び翼列の構成は、前述

したように、熱流体設計と強度設計とから決定されるものであり、熱流体設計上からは、翼入口角 β_m 及び翼出口角 γ_m が決定される。これらの角度は、図9に示すように、翼の高さ、すなわち動翼の半径方向の位置によって異なるものであり、一般的には、熱流体設計から決定される流体の流れ方向の角度と一致したものとなっている。

【0011】一方、強度設計上では、流体からの作用力、及び遠心力に耐えることができる翼断面積が決定されている。この場合、発生応力は翼形の根元部ほど大きく、先端部では小さくなるので、翼断面積を根元部で最も大きく、先端部になるにつれて次第に小さくしている。この設計方針により、翼幅W及び弦長Cが決定されている。

【0012】更に、タービン軸と連結する動翼の結合構造部が、強度上、十分な形状であるように翼列ピッチtが決定されている。更に、翼列間を通過する流量が所定値を満足するように、スロート寸法Sとピッチtとの比が設定されている。

【0013】上記のような設計指針で決定された翼形及び翼列の構成例を図10に示す。図10の(a)は根元部、図10の(b)は先端部の各場合である。両者を比較すると、根元部よりも先端部で β_m 、t及びSは大きく、転向角 θ は小さくなっている。このような翼形1が根元部から先端部まで連続的に変化するように動翼が構成されている。

【0014】図10の(a)に示すような翼入口角 β_m が小さい翼形1に関しては、翼列を構成する翼ピッチtと弦長Cとの比($=t/C$)によって、翼形損失係数が、図11に示すような特性になることが、Ainley等によって記述されており、最適 t/C は図11における点線(最小値)のように、翼入口角 β_m によって変化することが示されている。

【0015】なお、図11における β_m は、 $(\beta_m)_1 > (\beta_m)_2 > (\beta_m)_3 > (\beta_m)_4$ の関係にあり、かつ $(\beta_m)_1 = 50^\circ$ の場合である。したがって、図10の(a)に示す根元部の翼型に適用されるものである。

【0016】また、Bammert等により各種の翼列構成に関する試験結果が述べられており、翼形の厚さ、及び翼入口角 β_m と流入角との相違による翼形損失特性の変化が示されている。

【0017】また、図10の(a)に示すような翼入口角 β_m 及び翼ピッチtが小さく、転向角 θ が大きい翼列に関して、比較的良好な性能の得られる設計法が、A. Uenishi: ASME, 71-GT-34に開示されている。

【0018】

【発明が解決しようとする課題】しかし、翼長の中央部より先端側において、図10の(b)に示すような、翼入口角 β_m が 90° より大きい場合は、強度振動的な

制約が大きな要因となることが多く、翼列の高性能化に関しては未解決な技術が残されている。

【0019】本発明は、これまでに述べた従来技術において、熱流体的な設計条件である、翼入口角 β_m 、翼出口角 γ_m 及びスロート寸法 S が満足される翼列構成において、翼長全体にわたる強度振動上の条件を満足するように設計し、翼列構成を決定することを可能にして、軸流タービンの動翼における高性能の翼列構成を実現させることを目的にしている。

【0020】

【課題を解決するための手段】上記目的は、次のようにして達成することができる。

【0021】すなわち本発明は、弾性流体が流入する方向に対応して形成される翼入口角を有する軸流タービンの動翼において、前記翼入口角が、 $[90 + 233.4 \{0.3 - (B - t) / t\}]$ 度以上の範囲にある翼の部分、動翼の翼列のピッチを t 、翼の前縁部と後縁部との翼列軸方向寸法を B とした場合、 $(B - t) / t$

$$\beta_m [\text{度}] = 90 [\text{度}] + 233.4 \{0.3 - (B - t) / t\} [\text{度}] \dots \dots (1)$$

の関係にある翼の部分、 $(B - t) / t$ が、0.01から0.3までの範囲となるように形成したものである。

【0025】

【作用】本発明では、まず、図12を用いて、翼列構成に対する最適条件の有無について検討する。図12は翼列構成例の比較に関する説明図であり、翼入口角 β_m がほぼ90度の例を示しており、図12の(a)、(b)及び(c)は、いずれも翼ピッチ t 及びスロート寸法 S の各長さが同一で、強度上の条件から弦長 C 及び翼幅 W が異なる場合である。図12の(a)、(b)及び(c)を比較すると、弦長 C および翼幅 W が相違するほかに、翼の前縁部と後縁部との翼列軸方向寸法 B が異なっている。

【0026】すなわち、図12における、(a)では $t > B$ 、(b)では $t < B$ 、及び(c)では $t \ll B$ となっている。この場合、翼列間の流路における流動は、図13に示すような状態になる。すなわち、図13は翼列構成と流動との関係の説明図であり、図13の(a)、(b)及び(c)は、それぞれ図12の(a)、(b)及び(c)に対応する翼列構成である。

【0027】図13の(a)では、流線9の流路後半の背面側ではく離領域11が発生し、翼列性能の劣化する流動状況になるのに対し、図13の(b)、(c)では、はく離領域は発生せず、正常な流動状態になる。

【0028】すなわち、図13の(a)、(b)及び(c)における翼列性能の優劣を比較してみると、図13の(a)では、はく離領域が発生して正常な流れが得られない欠点があり、正常な流動状態である図13の(b)及び(c)においても、(b)に比較して(c)では翼型が大きく、翼面と流体との接触している距離が大きくなるた

が、0.01から0.3までの範囲となるように形成し所期の目的を達成するようにしたものである。

【0022】また、弾性流体が流入する方向に対応して形成される翼入口角を有する軸流タービンの動翼において、前記翼入口角が、 $[90 + 233.4 \{0.3 - (B - t) / t\}]$ 度から180度までの範囲にある翼の部分、動翼の翼列のピッチを t 、翼の前縁部と後縁部との翼列軸方向寸法を B とした場合、 $(B - t) / t$ が、0.01から0.3までの範囲となるように形成したものである。

【0023】また、弾性流体が流入する方向に対応して形成される翼入口角を有する軸流タービンの動翼において、前記翼入口角を β_m 、動翼の翼列のピッチを t 、翼の前縁部と後縁部との翼列軸方向寸法を B とした場合、 β_m と $(B - t) / t$ との間に次式、すなわち、

【0024】

【数2】

めに、摩擦抵抗が増大する欠点を有している。これらのことは、図12に示すような翼列構成には最適条件のあることを示唆している。

【0029】上記の検討により、軸流タービンの動翼の翼列構成に関して、翼入口角 β_m が90度以上においても、高性能の翼列構成が得られる可能性の高いことが明らかである。

【0030】本発明では、翼列間流路内の流れが適正化されるように、翼ピッチと翼の前縁部と後縁部との翼列軸方向寸法とを規正することにより、翼列性能を損うことなく、翼に作用する流体力を有効に利用することが可能となった。

【0031】すなわち、翼列を構成する翼形における翼面圧力分布によって作用効果を示すと図14のようになる。図14は翼列構成と翼面圧力分布との関係の説明図であり、図14の(a)、(b)及び(c)は、それぞれ図12の(a)、(b)及び(c)に対応している。

【0032】図14において、腹側と背側との圧力分布で囲まれた斜線で示す面積と翼幅 W との積が、動翼に作用する流体力であり、これが翼列構成によって差の生ずることを示している。

【0033】図14の(a)の場合は、斜線で示す部分の面積は大きい、図12の(a)に示すように翼幅 W は小さい。一方、図14の(c)の場合は、斜線で示す部分の面積は小さいが、図12の(c)に示すように翼幅 W は大きい。

【0034】すなわち、動翼に作用する流体力は、この斜線で示す部分の面積と翼幅 W の相乗積で表わされるが、この流体力の大小のみで、翼列構成の優劣を比較するのは不十分であり、図13の(a)にみられた、はく

離領域の発生と、図13の(c)における摩擦抵抗の増大とを、共に回避することが必要である。

【0035】本発明では、図13の(b)に示すような、適正な翼列の構成ができることにより、翼列の高性能化が可能となった。

【0036】

【実施例】本発明の実施例を、図1～図5を用いて説明する。

【0037】図1は本発明の実施例と従来例における各翼列の説明図、図2は本発明の実施例と従来例における流れの説明図、図3は本発明の実施例と従来例における翼形圧力係数の説明図、図4は本発明の実施例の翼形損失係数の説明図、図5は本発明の実施例の最適翼形構成に関する説明図であり、4は腹側、10は膨張波、 δ は流線の偏向角を示しており、そのほかは前出の符号である。また、 $B-t=\Delta t$ である(B 、 t 共に前出)。

【0038】図1の(a)は、本発明の実施例であり、図1の(b)は従来例である。ここでは翼入口角 $\beta_m > 90$ 度の場合を例にとり、両例を比較して説明する。

【0039】図1の(a)と(b)とでは、翼入口角 β_m と翼幅 W とが共に等しく、 S/t がほぼ同一の翼列構成条件を示している。

【0040】両例では、翼の前縁部と後縁部との間の翼列軸方向寸法 B と、翼ピッチ t とが相違しており、本実施例である図1の(a)では $t < B$ 、従来例で $t > B$ となっている。

【0041】したがって、熱流体的設計条件である入口角 β_m 、及びスロート寸法/翼ピッチ($=S/t$)を同一とした場合でも、翼列構成が相違し、翼列性能に差が生ずる結果となる。これは翼列内における流れの状況を比較することによって明らかになる。

【0042】図2は図1に示した翼列における流れの状態を示しているが、図2の(a)、(b)は、図1の(a)、(b)にそれぞれ対応している。図2の(a)は、本実施例の翼列の構成条件である $t < B$ の場合であり、流線9は翼間流路形状に沿ったスムーズな状態であるが、図2の(b)に示す $t > B$ の条件の場合は、流線9がスロート寸法 S の下流において偏向し、はく離領域11が発生して翼列性能を大幅に低下させる。

$$\beta_m[\text{度}] = 90[\text{度}] + 233.4(0.3 - (B-t)/t)[\text{度}] \cdots (1)$$

の関係にある。

【0049】また、図4に示した翼形損失係数の特徴において、翼入口角 β_m が大きいほど、 $\Delta t/t$ の大きい値における損失係数の増加量が少なくなることから、 $\Delta t/t$ の適用範囲が広がる。

【0050】しかし、 $\Delta t/t < 0$ の範囲では、前述したように、翼列流路内に正常でない流れが発生するために、実用可能な範囲は図5の適用範囲になる。この適用範囲としては、実質的な本発明の効果が得られる $\Delta t/t$ の範囲を0.01～0.3とし、また各 $\Delta t/t$ に対す

【0043】このような流動状況を翼面の圧力分布で比較すると図3のようになり、本実施例の場合には腹側、背側とも比較的良好な加速状態であるのに対して、図2の(b)に示す従来例では、背側の入口部で急激に圧力が低下して加速流となり、その後は圧力が低下せずはく離領域が発生して、流体の粘性の影響が増大し、翼形損失が増加することを示している。

【0044】このような従来例における翼間流れの状況は、スロート寸法 S の部分で音速に達し、その下流で超音速になるような熱流体設計条件においても顕著な影響を与えるものであり、腹側の翼後縁端8の圧力低下が急激なためにプラントル・マイヤー関数の関係による膨張波10の領域(図2に破線で示す。)が広くなり、図2の(b)に示した流線の偏向角 δ とはく離領域11が大きくなって、翼列性能を著しく低下させる結果となる。

【0045】すなわち、本実施例における、図1に示した $t < B$ の条件を満足するように翼列を構成することによって高性能化が達成される。この関係を具体的に示したのが図4である。図4において、縦軸は翼列の性能を示す翼形損失係数であり、横軸は $\Delta t/t$ を示している。ただし、 $\Delta t = B - t$ である。

【0046】また、図中の3本の翼入口角 β_m 、すなわち $(\beta_m)_1$ 、 $(\beta_m)_2$ 及び $(\beta_m)_3$ の曲線は、 $(\beta_m)_1 > (\beta_m)_2 > (\beta_m)_3$ の場合であるが、翼入口角 β_m によって翼形損失係数の特性の相違することを示すものであり、いずれの翼入口角 β_m においても上に凹となり、最小翼形損失係数は、翼入口角 β_m が大きいほど小さく、 $\Delta t/t$ の値は小さいほうに移行する特性を有している。

【0047】最小翼形損失係数が最小値となるときの $\Delta t/t$ を $\Delta t/t$ の最適値、すなわち $(\Delta t/t)_0$ として、 $(\Delta t/t)_0$ と翼入口角 β_m との関係で示すと、図5のようになり、本実施例の範囲である翼入口角 β_m が90[度]以上では、 $(\Delta t/t)_0$ が0.01～0.30の範囲にあって、翼入口角 β_m が90°よりも大きくなるにつれて、 $(\Delta t/t)_0$ の値は小さくなる。更に具体的には、図5の最適線は、

【0048】

【数3】

る翼入口角の適用範囲は、(1)式で示される最適線上の翼入口角 β_m から、180[度]までの大きい範囲に規定される。

【0051】なお、本実施例では、翼列性能を20～40%向上させることができた。

【0052】

【発明の効果】本発明によれば、軸流タービンにおいて、翼ピッチと、動翼の前縁と後縁との翼列軸方向寸法を最適化することによって、動翼間の流路を良くし、翼列の高性能化を図ることができる。これは、特に翼入口

角が90度以上の翼列構成において効果的であり、翼列性能を20～40%向上させることができる。

【図面の簡単な説明】

【図1】本発明の実施例と従来例における各翼列の説明図である。

【図2】本発明の実施例と従来例における流れの説明図である。

【図3】本発明の実施例と従来例における翼型圧力係数の説明図である。

【図4】本発明の実施例の翼型損失係数の説明図である。

【図5】本発明の実施例の最適翼型構成に関する説明図である。

【図6】従来例の軸流タービンの動翼形状の説明図である。

【図7】従来例の翼長方向各位置の翼形の説明図である。

【図8】従来例の翼列の構成に関する説明図である。

【図9】従来例の翼入口角と翼出口角の説明図である。

【図10】従来例の根元部と先端部の各翼列の説明図である。

【図11】従来例の翼形損失係数の説明図である。

【図12】翼列構成例の比較に関する説明図である。

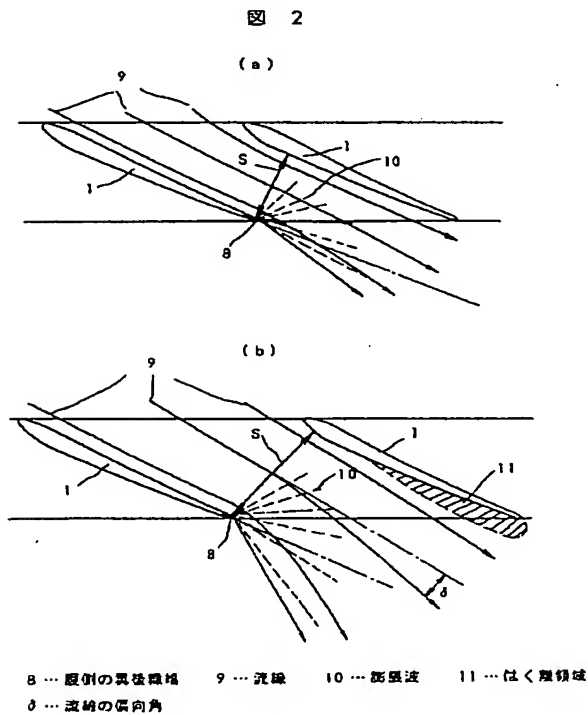
【図13】翼列構成と流動状況との関係の説明図である。

【図14】翼列構成と翼面圧力分布との関係の説明図である。

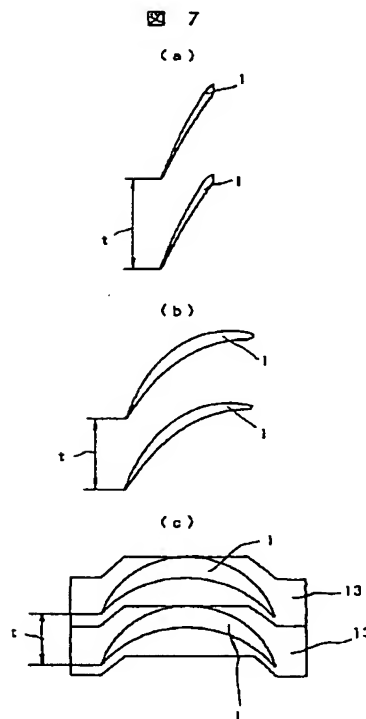
【符号の説明】

1 2…翼形部、 β_m …翼入口角、 t …翼ピッチ、 B …翼の前縁部と後縁部との翼列軸方向寸法。

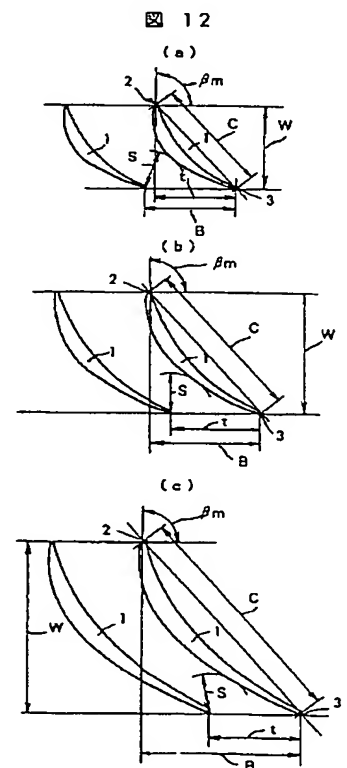
【図2】



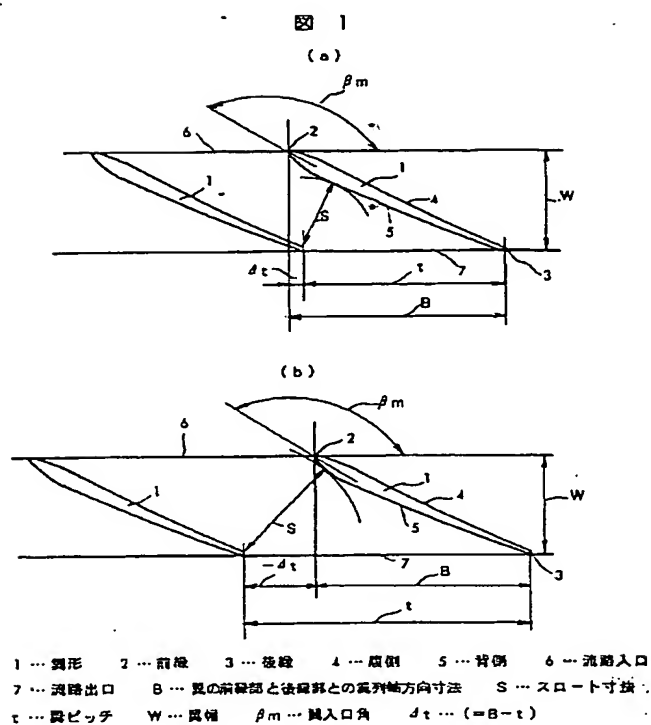
【図7】



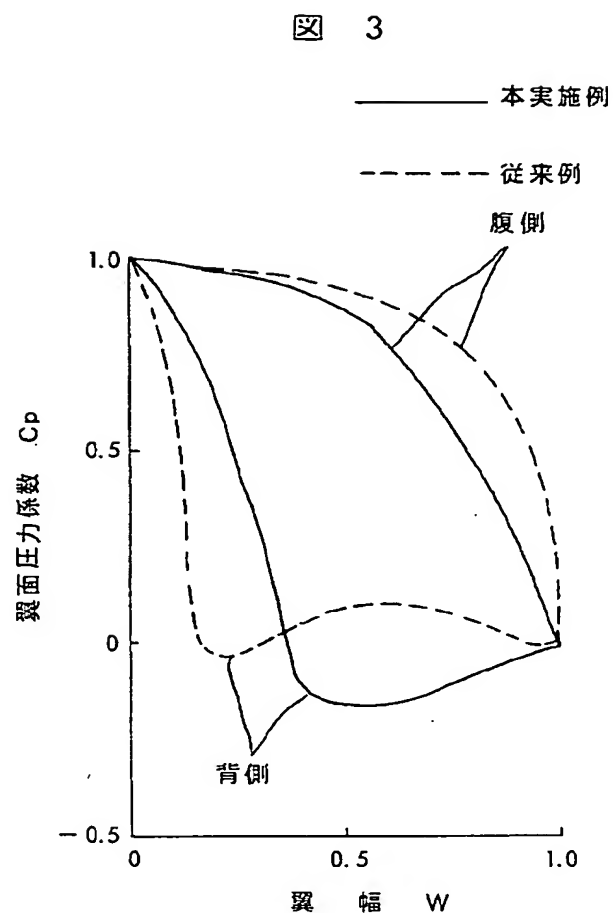
【図12】



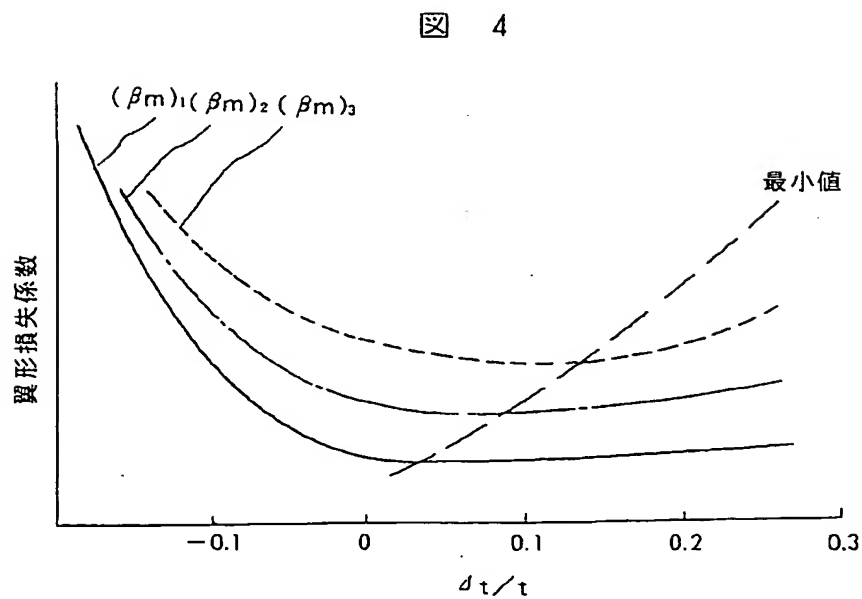
【図1】



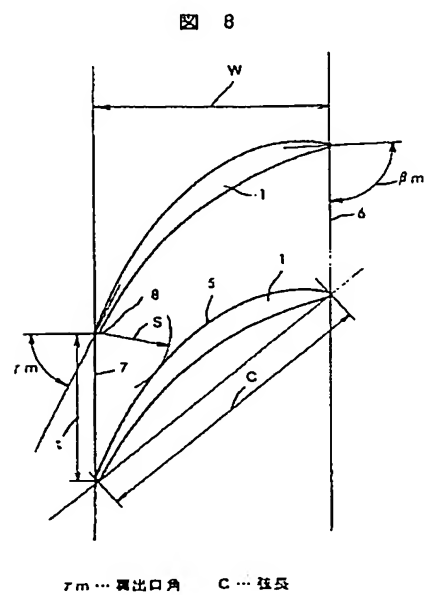
【図3】



【図4】

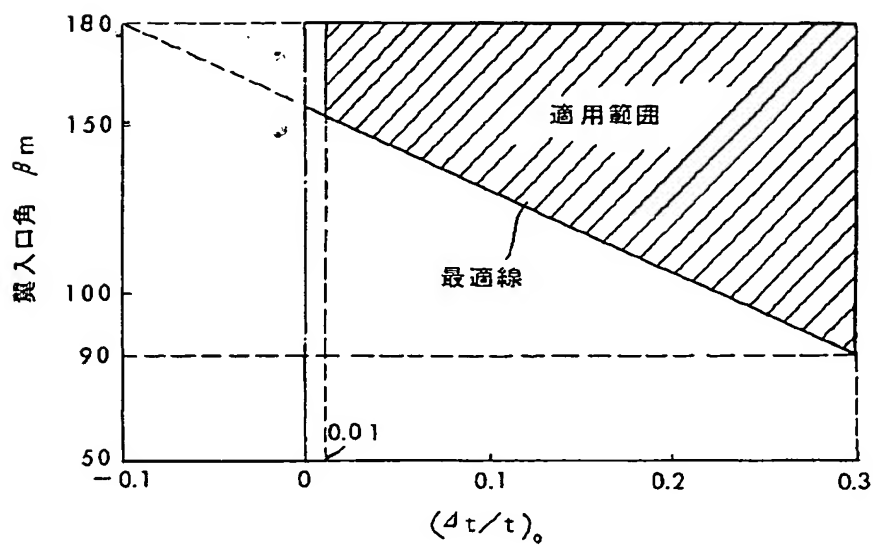


【図8】



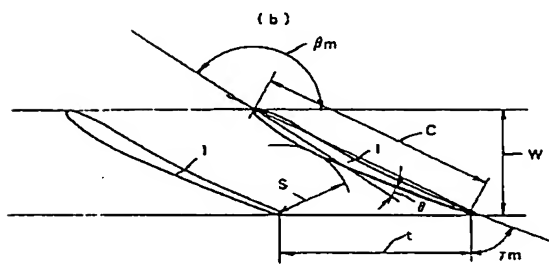
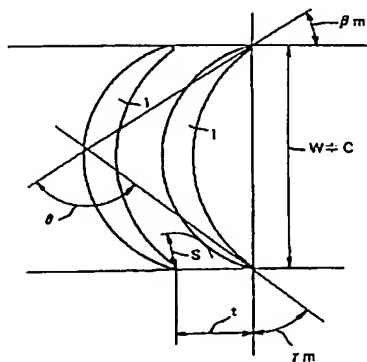
【図5】

図 5



【図10】

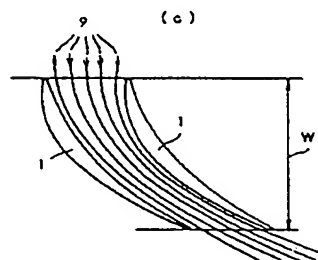
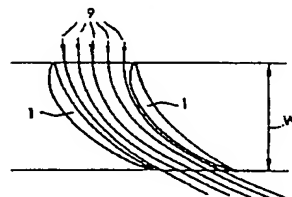
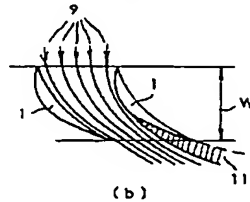
図 10
(a)



θ ... 真の経向角

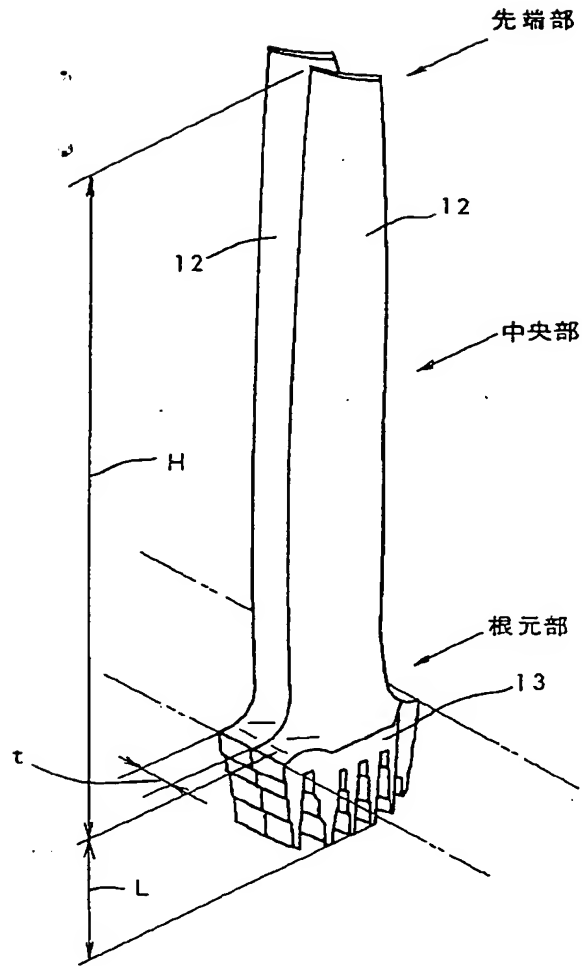
【図13】

図 13
(a)



【図6】

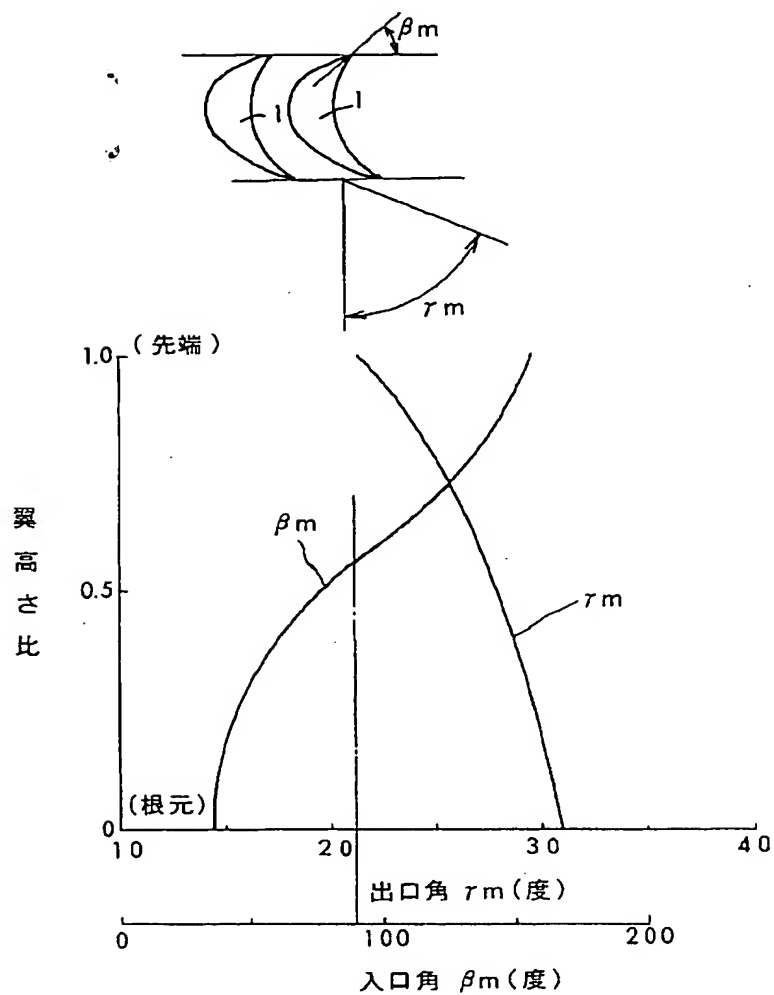
図 6



12 … 翼形部 13 … タービン軸との結合構造部 H … 翼長
L … 結合構造部長さ

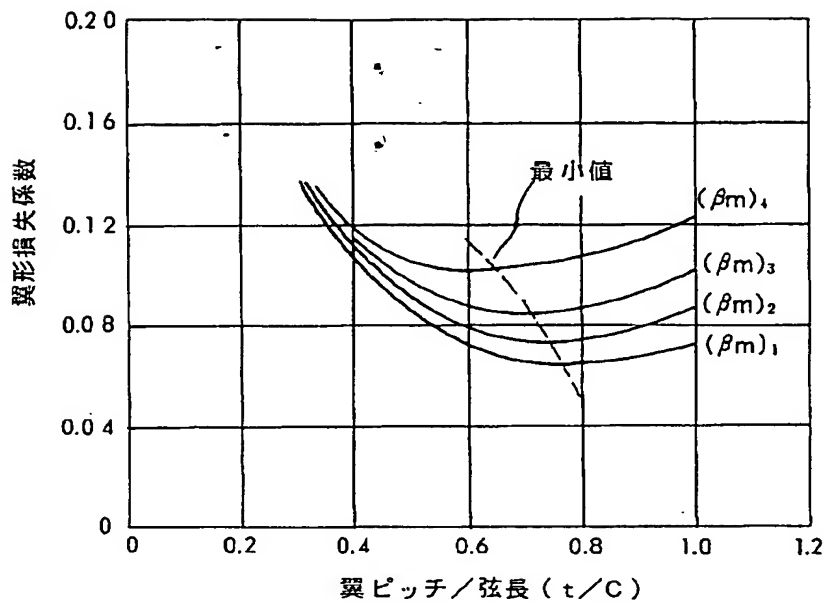
【图9】

图 9



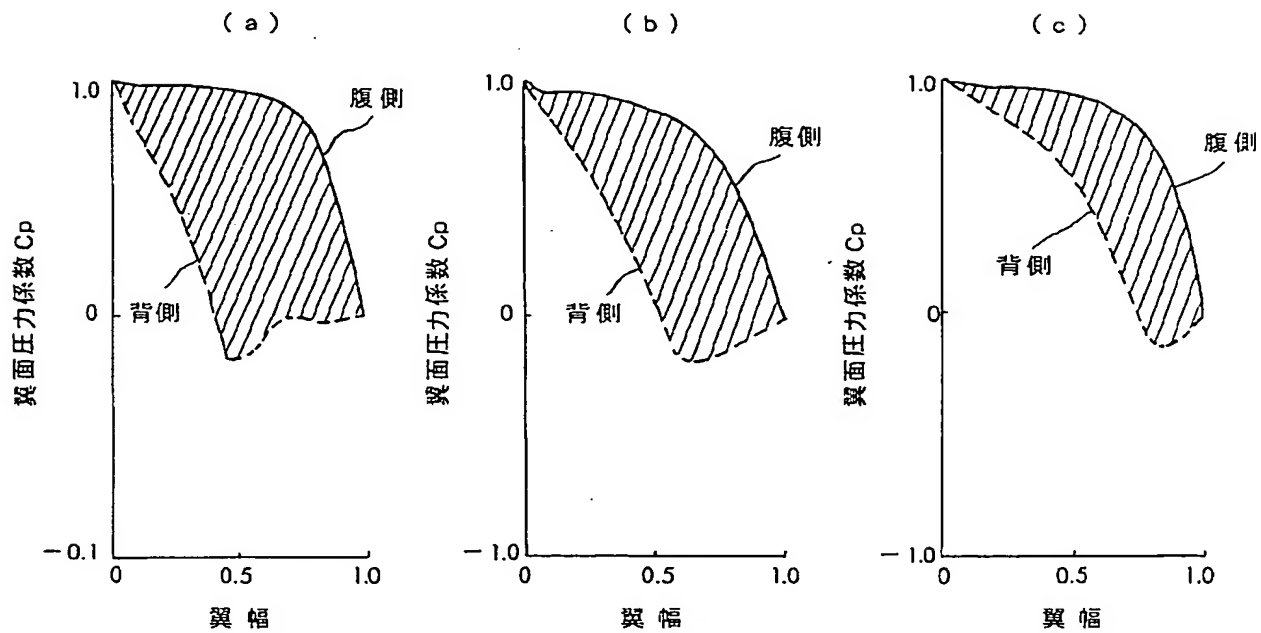
【図11】

図 11



【図14】

図 14



フロントページの続き

(72)発明者 山崎 義昭
茨城県土浦市神立町502番地 株式会社
日立製作所機械研究所内

(56)参考文献 特開 昭57-105503 (J P, A)
特開 昭51-145008 (J P, A)
特開 昭52-133402 (J P, A)
米国特許3795462 (U S, A)